



РОССИЙСКОЕ АГЕНТСТВО
ПО ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ

(19) RU (11) 2 092 398 (13) C1
(51) МПК⁶ B 64 G 1/10

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

(21), (22) Заявка: 95118042/11, 24.10.1995

(46) Дата публикации: 10.10.1997

(56) Ссылки: Jean J. Dechezelles, Dietric E Koelle "Design and application of the AS/MBB Spacebus Family" AJAA 11 Communication Satellite Sisteims, March 17-20, 1986, pp.688 - 696. РЖ 41,1986, реф 10.41.125 - 10.41.126.

(71) Заявитель:
Научно-производственное объединение
прикладной механики

(72) Изобретатель: Ашурков Е.А.,
Кожухов В.П., Козлов А.Г., Корчагин
Е.Н., Попов В.В., Решетнев М.Ф.

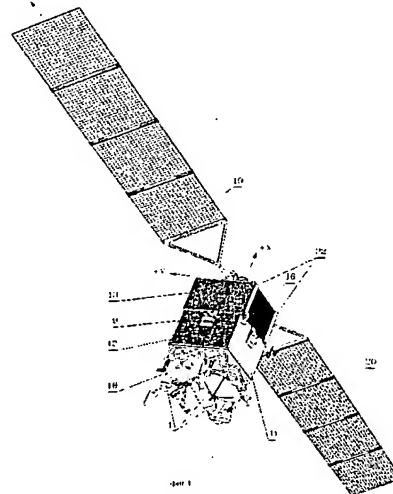
(73) Патентообладатель:
Научно-производственное объединение
прикладной механики

(54) КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ БЛОЧНО-МОДУЛЬНОГО ИСПОЛНЕНИЯ

(57) Реферат:

Использование: в космической технике при разработке космических аппаратов (КА) различного назначения, у которых ориентация относительно Солнца носит регулярный характер, например, КА на геостационарной орбите (ГСА), КА с Солнечно-Земной ориентацией на круговых и высокоэллиптических орбитах (ВЭО) и т. д. Сущность изобретения: размещение (частично или полностью) на четырех гранях параллелепипеда (приборного контейнера) радиационных поверхностей позволяет выполнять приборный контейнер квадратного сечения и в результате получать компактный (не вытянутый вдоль продольной оси) приборный контейнер, оптимально вписываемый в зону полезного груза средств выведения. Увеличение холодопроизводительности одного и того же обмена приборного контейнера (до 30%) за счет ранее неиспользовавшихся внешних поверхностей, предоставляет дополнительную возможность по размещению теплонагруженной БА во внутреннем объеме приборного контейнера, позволяет компоновать большее количество теплонагруженных приборов и узлов и оптимально использовать (занимать) весь объем, предоставляемый под цилиндрическим обтекателем ракетносителей. Конструктивно-компоновочная схема КА, содержащая и объединяющая основные узлы

и элементы целевой аппаратуры (полезной нагрузки) и служебных систем строится по блочно-модульному принципу конструктивно обособленных по функциональному назначению блоков и с учетом допустимого температурного диапазона БА. 5 з.п. ф-лы, 14 ил.



RU 2 092 398 C1

RU 2 092 398 C1



RUSSIAN AGENCY
FOR PATENTS AND TRADEMARKS

(19) **RU** ⁽¹¹⁾ **2 092 398** ⁽¹³⁾ **C1**
(51) Int. Cl. ⁶ **B 64 G 1/10**

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(21), (22) Application: 95118042/11, 24.10.1995

(46) Date of publication. 10.10.1997

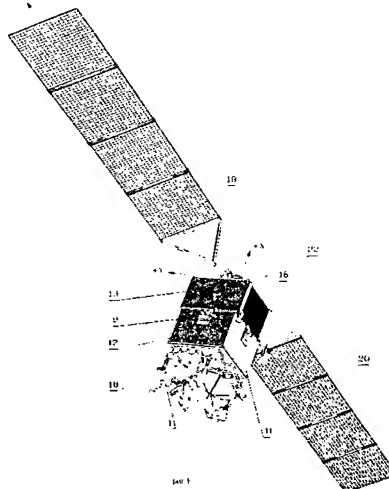
- (71) Applicant:
Nauchno-proizvodstvennoe ob'edinenie
prikladnoj mekhaniki
- (72) Inventor: Ashurkov E.A.,
Kozhukhov V.P., Kozlov A.G., Korchagin
E.N., Popov V.V., Reshetnev M.F.
- (73) Proprietor:
Nauchno-proizvodstvennoe ob'edinenie
prikladnoj mekhaniki

(54) **MODULE-CONSTRUCTION SPACE VEHICLE**

(57) Abstract:

FIELD: space engineering; design of space vehicles of regular nature of Sun orientation, geostationary orbit vehicles, Sun-and-Earth-oriented vehicles in circular and high-altitude elliptical orbits. SUBSTANCE: instrument container of square section is located (partially or fully) on four faces of parallelepiped which makes it possible to have compact (not extended along longitudinal axis) container optimally falling in area of payload of injection devices. Increased cooling effect of one and the same volume of instrument container (up to 30 percent) due to employment of outer surfaces which were not used beforehand provides for additional arrangement of thermally-stressed battery in inner volume of instrument container and large number of thermally-stressed instruments and units and making best use of entire volume under cylindrical fairing of rocket launchers. Arrangement of space vehicle includes and combines main units and components of payload and service systems assembled by module arrangement of units grouped according to their functional purpose taking into account permissible temperature range

of battery. EFFECT: enhanced efficiency. 6 cl, 14 tbl



RU 2 092 398 C1

RU 2 092 398 C1

Изобретение относится к космической технике и может использоваться при разработке космических аппаратов (КА), в которых ориентация относительно Солнца носит регулярный характер, например, КА на геостационарной орбите (ГСО), КА с Солнечно-Земной ориентацией на круговых и высоко-эллиптических орбитах (ВЗО) и т.д.

Ближайшим аналогом является класс КА, реализуемый на конструктивной базе платформы S B-44 (Communication Satellite Systems, March 17-20, 1986, pp 688-696 (РЖ 41, 1985, реф. 10.41.125 10.41.126)). На КА рассматриваемого класса используется трехосная система стабилизации, включающая три ортогональные оси стабилизации, привязанные к конструкции КА, поддерживаемые в околоземном космическом пространстве с требуемой точностью при орбитальной эксплуатации системой реактивного управления орбитой и движением двигательной системы на базе апогейного двигателя.

КА содержит соответствующую целевому назначению полезную нагрузку (ПН), в частности, ПН с крупногабаритными антеннами для связанных КА, негерметичный приборный отсек параллелепипедной формы с радиационными поверхностями только на "Северной" и "Южной" сторонах, два крыла батареи солнечной (БС), каждое со своим приводом, симметрично закомпонованные относительно продольной оси КА, раскрывающиеся и вращающиеся относительно корпуса и расположенные в рабочем положении в направлении "Север" и "Юг" продольная ось вращения которых проходит через центр масс КА.

Ряд существенных недостатков, характерных для прототипа, заключается в следующем:

1) все теплонагруженные приборы, не только ПН, но и служебных систем, скомпонованы только на двух радиационных панелях "Северной" и "Южной" в основном не взаимосвязанных в тепловом отношении, которые частично или полностью используются как радиаторы, что определяет, плоский, вытянутый вдоль продольной оси корпус и не позволяет реализовать конструкцию минимальными габаритами и массовоэнергетическими затратами и оптимально использовать зону полезного груза применяемых средств выведения для увеличения эффективности целевого использования КА и повышения качественных параметров ПН при разработке и модернизации;

2) панели БС, размещенные со стороны радиационных поверхностей, оси вращения которых проходят через центр масс КА, в значительной степени (до 30%) уменьшают эффективность радиационных поверхностей за счет затенения открытого для радиаторов космоса и дополнительного теплопритока при взаимооблучении с более теплыми БС. Две оси вращения панелей БС, каждая из которых имеет свой привод;

3) отсутствие эффективной тепловой связи между радиационными панелями (традиционно используются только две противоположные стороны требует осуществлять симметричную (по тепловой нагрузке панелей) компоновку приборов БА. Приходится каждую радиационную панель

выполнять на максимальную тепловую нагрузку, что, при использовании средств перераспределения тепловой нагрузки, требует закладывать и реализовывать избыточность для каждой из них по площади, общим габаритам приборного контейнера в величине потребного электроснабжения, так как обе панели одновременно не освещаются при орбитальной эксплуатации;

4) разделение функций конструкции на силовую и тепловую, т.е. использование в прочностной схеме в основном внутренних силовых элементов для обеспечения жесткости, прочности, геометрической стабильности и термоупругости.

Технической задачей изобретения является уменьшение габаритно-массовых параметров КА, улучшение конструкции и эксплуатационно-технических характеристик с обеспечением заданных срока активного существования (САС), надежности и эффективности его использования по целевому назначению.

Задача решается тем, что в КА введены приборный отсек Н-образной конфигурации с двумя дополнительными к "Северной" и "Южной" радиаторными сотовыми панелями на противоположных сотовых панелях "Восток" и "Запад", соединенных внешними радиационными обшивками и обшивками приборами сотовыми в единую тепловую сеть, транспортными и диодами тепловыми трубами, встроенными в структуру сотовых панелей, двигательный блок с плоской сотовой панелью, титановыми кронштейнами, узлами и блоками системы коррекции двигательной установки ориентации и стабилизации на базе термодаталитических двигателей с однокомпонентным рабочим телом гидразином и двигательной установки коррекции приведения и удержания на базе стационарных плазменных двигателей с однокомпонентным рабочим телом ксенонном, и астроблок с астроплатой и оптико-электронными приборами по направлениям осей стабилизации трехосной системы ориентации и стабилизации, взаиморасположенных и объединенных с образованием корпуса в виде параллелепипеда так, что Н-образный блок объединен с двигательным блоком системы коррекции и с V-образным блоком, образуя модуль служебных систем, который в свою очередь объединен с приборным блоком П-образной конфигурации модуля полезной нагрузки с установленными на центральной панели через ферменно-стержневую конструкцию антенным блоком и астроблоком.

Кроме того, задача решается, тем что на радиаторных панелях блока Н-образной конфигурации установлены раскрывающиеся и компактно складывающиеся механическими приводами по краям или на середине радиаторов теплозащитные шторы, изготовленные из послойно-комбинированного семислойного мата экранно-вакуумной теплоизоляции (ЭВТИ), скрепленного с многосекционным каркасом из прямоугольных рамок, с электромеханической системой зачековки и расчековки.

При этом тепловые трубы (ТТ) каждого блока расположены в параллельных плоскостях с шагом не более 200 мм в каждой группе, а двигательные установки системы

коррекции скомпонованы и установлены в двигателном блоке, а блоки коррекции стационарные плазменные двигатели на ксеноне (СПД-К) размещены на титановых кронштейнах векторами тяг по направлениям осей стабилизации, $+Y$ и $\pm Z$, проходящих через фактический центр масс КА, топливные баки размещены собственными центрами масс в плоскости, перпендикулярной продольной оси ОХ и проходящих через центр масс КА, а двигательные блоки установки ориентации и стабилизации (ДУОС) размещены на кронштейнах векторами тяг двигателей по направлениям трех осей: тангаж, крен, рыскание

Кроме того, солнечные батареи (БС) соединены по оси вращения единым устройством, поворотным на расстоянии вне пересечения штатного конуса раскрыва реактивной струи двигательной системы коррекции и поля зрения оптико-электронных приборов, а в модуль полезной нагрузки введены две съемные крышки из сотопанелей с закрепленными на внутренней обшивке каждой крышки матом ЭВТИ-2И-15 с внешним слоем из двенадцатимикронной полиэтилентерефталатной пленки с напыленным с двух сторон алюминием, устанавливаемых в сборе с плоскостях, перпендикулярных оси Y.

На фиг. 1 в изометрии изображен КА связи и телеведения в рабочем положении орбитальной конфигурации) с суммарной массой 2500 кг, тепловой нагрузкой до 4000 Вт, габаритами приборного контейнера (2000 x 20000 x 2650) мм и САС не менее 10 лет, на фиг. 2 структурная блочно-модульная схема КА (схема разбивки КА на узлы, блоки и модули), взаиморасположение узлов и блоков при сборке; на фиг. 3 приборный блок полезной нагрузки рассматриваемого класса КА и типовая схема прокладки ТТ во внутреннем объеме сотопанелей; на фиг. 4, 5, 6 компоновка приборов на приборно-радиаторных панелях "Север", "Юг" и "центральной" панели с принятой топологией ТТ, объединяющей все панели в единый тепловой контур; на фиг. 7 оригинальный (не имеющий аналогов) информационно-логический приборный блок (ИЛБ) Н-образной конфигурации, входящий в состав модуля служебных систем (МСС); на фиг. 8, 9, 10 компоновка приборов на "центральной" приборной панели и типовая схема прокладки (сеть ТТ), соединяющая в единый тепловой контур теплонагруженную приборную и радиаторные панели "Запад" и "Восток"; на фиг. 11 в изометрии энерго-двигательный приборный блок (ЭДБ) U-образной конфигурации, входящий в состав МСС; на фиг. 12, 13 и 14 компоновка приборов на приборно-радиаторных панелях "Север" и "Юг", и центральной панели, а также типовая схема прокладки ТТ во внутреннем объеме сотопанелей ТТ, соединяющих все панели и установленные на них приборы в единый тепловой контур.

Оси системы координат (оси стабилизации), привязанной к конструкции КА, приведены на каждой фигуре

КА содержит полезную нагрузку, состоящую из многоцелевого антенного блока 1, приборов и узлов целевой аппаратуры 2, скомпонованных в приборном отсеке П-образной конфигурации 3 и БА 4, 5

служебных систем, скомпонованной в крупногабаритных приборных отсеках Н-образной и U-образной 7 конфигурации, а также крупногабаритный двигательный блок 8 СК с четырьмя блоками коррекции (БК) 9 на базе СПД-К, закомпонированных векторами тяг по направлениям осей стабилизации $\pm Y$, $\pm Z$ в центре масс КА, двигательных блоков 10 и блоков хранения рабочего тела двигательной установки ориентации и стабилизации (ДУОС) и ДУ приведения и коррекции по долготе и широте (ДУК), блоки 3, 6, 8 взаиморасположенные и собранные вместе согласно фиг. 2, образуют приборный контейнер 11 параллелепипедной формы, являющийся силовым, теплопроводным и защитным для БА корпусом, у которого радиационными панелями являются не только традиционно используемые "Северные" 12, 13, и "Южные" 14, 15, но и вновь введенные "Восток" 16 и "Запад" 17 в конструкцию приборного отсека ИЛБ 6, астроблок 18 с оптикоэлектронными приборами по направлениям трех осей, и два крыла 19, 20 панелей БС, раскладывающиеся и вращающиеся относительно корпуса КА 11, соединенные через единое устройство поворотное БС 21 и установленные на расстоянии минимально допустимого воздействия двигателей СК 9, 10, теплового воздействия на приборные панели-радиаторы "Север" 12, 13, и "Юг" 14, 15 и вне поля зрения оптико-электронных приборов.

БК 9 на базе СПД-К устанавливаются на титановых кронштейнах в зоне, обеспечивающей попадание вектора тяги каждого двигателя в фактический центр масс для достижения требуемой точности ориентации, стабилизации и коррекции удержания минимальным запасом топлива.

Каждый крупногабаритный блок П, U и Н-образной конфигурации представляет пространственную конструкцию, непосредственно несущую теплонагруженные блоки и узлы БА, собираемую из плоских сотопанелей, образующих необходимые радиационные поверхности и внутренний объем для размещения узлов и блоков БА, с обеспечением необходимой прочности, жесткости, теплопроводности, геометрической стабильности и защитных функций от радиации и электризации.

Выбранная блочно-модульная структура позволяет проводить одновременно (параллельно-независимые) операции при изготовлении, сборке, отработке и испытаниях, существенно сокращающее время наземной эксплуатации КА.

Использование, частичное или полное, вместе двух как у прототипа "Северной" 12, 13 и "Южной" 14, 15, четырех граней параллелепипеда с дополнительно введенными "Западной" 16 и "Восточной" 17 сторон в качестве радиационных, увеличения эффективности радиаторов на "Северной" и "Южной" сторонах за счет уменьшения воздействия панелей БС до 5% вместо 30% у прототипа позволяет создавать более компактный, не плоский (вытянутый вдоль продольной оси зоны полезного груза), квадратного сечения приборный контейнер, оптимально вписываемый в зону полезного груза, предоставляемую под цилиндрическим обтекателем средств выведения и позволяющий компоновать значительно

большее количество теплонагруженных приборов и узлов служебных систем и полезной нагрузки.

Схема КА предоставляет дополнительную возможность по размещению (компоновке) теплонагруженных приборов и узлов БА 2 в приборном отсеке ПН и 4, 5 в приборных отсеках модуля служебных систем, за счет использования ранее не использовавшихся поверхностей в качестве радиаторов, обеспечивающих большую (до 35%) холодопроизводительность одного и того же объема приборного контейнера на том или более низком температурном уровне для БА.

Блок 3, 6 8 с установленными внешними узлами 1, 18 21, конструктивно объединяются по механическим, электрическим и информационно-логическим связям в модули и в конечном счете с установленными на приборный блок ПН крышками 23, 24 в единый негерметичный приборный контейнер 11 параллелепипедной формы достаточно жесткой, прочной, размеростабильной и изотермичной конструкции с термостатированным в требуемых пределах внутренним теплонагруженным объемом, на четыре боковые грани которого наносится необходимое радиационное покрытие (типа оптический солнечный отражатель (ОСО) для использования в качестве радиаторов 12-17.

В совмещенной силовой, тепловой и защитной от внешних воздействующих факторов схеме конструкция приборного контейнера (корпуса) обеспечивает указанные функции и в целях оптимизации по массе и габаритам выполняется из сотовых панелей с встроенными, по необходимости, ТТ 25-30 различного типа, конфигурации, профиля и внутренней структуры.

Во всех геометрически сложных блоках ПН 3, ЗДБ 7 и оригинального ИЛБ 6 осуществляется конструктивная и тепловая увязка всех трех плоских сотопанелей и теплонагруженных приборов и узлов в единую тепловую сеть с помощью различного типа ТТ (двух- и однополочных профилей прямых, Г и П-образной конфигурации, в том числе, при необходимости и диодных ТТ), разработанных для конкретной компоновки БА рассматриваемого класса КА и показанных на фиг. 3 - 5.

Типовая сеть ТТ обеспечивает требуемую изометричность конструкции при суточно-сезонном циклическом воздействии внешнего и внутреннего теплового потока; характерного для данного класса КА при орбитальной эксплуатации и обеспечивает подтверждение и проверку параметров ТТ в наземных условиях для каждого блока.

Для оригинальной, ранее не использовавшейся, конструкции ИЛБ Н-образной конфигурации объединение приборной (центральной) панели 31 при двухсторонней компоновке БА 4 с радиационными панелями "Восток" 17 и "Запад" 16 в единый обратимый тепловой контур осуществляется с помощью транспортных, при необходимости и диодных, ТТ.

Изобретение позволяет при пространственно-временной необходимости (в суточно-годовых циклах) внешних и внутренних тепловых потоков обеспечивает требуемые температурные условия БА за счет нанесения на радиационные панели 16,

17 покрытия типа ОСО с обеспечением в течение всего заданного САМ (не менее 10 лет) $A_{\Sigma}/\epsilon_{\Sigma} 0,43$ без использования диодных ТТ. В рассматриваемом случае не превышение температуры радиационных панелей предельно допустимой для приборов (не более 45°C) при попеременно периодическом (ежесуточно повторяющемся) воздействии внешнего теплового потока, обеспечивается и гарантируется покрытием, сохраняющих значение $A_{\Sigma}/\epsilon_{\Sigma} 0,43$ с эксплуатационным запасом в течение 10-летнего САС. С помощью предложенной сети транспортных ТТ 27, 28 осуществляется отвод избыточной тепловой нагрузки от приборной панели и сброс ее в основном с теневой (не освещенной в данный момент) радиационной панели.

Схема прокладки в параллельных плоскостях и соединения ТТ типовой конфигурации приведена на фиг. 7).

Применение на приборной и радиаторных панелях типовой сети ТТ 27, 28, встроенных в структуру сотопанелей и соединение радиаторных панелей 16, 17 (внешних поверхностей) с приборной 31 с помощью диодных ТТ (П- или Г-образной конфигурации) снимает проблему обеспечения стабильной значения коэффициента поглощения солнечного излучения A_{Σ} на минимально возможном начальном значении при длительном САС (в настоящее время деградация A_{Σ} у наиболее стабильных покрытий типа ОСО достигает 300%).

Сброс тепловой нагрузки от приборов БА 4 всегда осуществляется излучением с радиаторов 16, 17 в основном на теневую сторону, поэтому используется только коэффициент черноты ϵ остающийся стабильным при длительной эксплуатации, так как для радиаторов изначально необходимо максимально возможное значение, близкое к предельному. Обеспечение комфортных для длительной эксплуатации БА температурных условий осуществляется за счет автоматического отключения (блокирования при использовании диодных ТТ с гидроразрывом на приборной панели) освещенной на данный момент времени радиационной поверхности и включение эффективной тепловой связи с теневой стороной противоположного радиатора, чем и снимается ранее не преодоливая проблема обеспечения длительного ресурса.

В обоих вариантах соединения приборной панели предложенной типовой сетью ТТ с двумя радиаторами, находящимися под периодическим воздействием внешнего теплового потока (с попеременной периодической засветкой), позволяет эффективно обеспечивать перераспределение тепловых потоков, поддерживая требуемый для БА температурный режим и при необходимости использовать избыточный внешний тепловой поток, постоянно воздействующих на приборный отсек, для обеспечения нижнего значения допустимых температур без затрат электроэнергии на обогрев.

Принцип использования на Н-образном модуле двух взаимосвязанных в едином тепловом контуре с теплонагруженной центральной панелью радиаторов даже при

максимально возможном попеременно-периодическом воздействии внешнего теплового потока, позволяет обеспечивать наиболее комфортные температурные условия для БА без дополнительных затрат энергии в изначальном прогнозируемых и постоянно стабильных границах при любом сроке активного существования КА.

Новизной обладает конструктивное решение по применению в ИЛБ Н-образной конфигурации теплозащитных для радиаторов 16, 17 шторок 32 (показанных на фиг. 1, 2 в раскрытом и сложенном положении, характерном для штатной эксплуатации КА) с целью исключения "перегрева" и "переохлаждения" БА на участке выведения и начальных режимах орбитальной эксплуатации КА. Шторки, экранирующие радиаторы от внешних тепловых потоков, изготавливаются из пятислойного мата ЭВТИ-2В-5 с наружным слоем из ЭВТИ-2И-2 и скрепляются с посекционно складываемым жестким каркасом, который обеспечивает компактное размещение по краям радиационных поверхностей при раскрытии пружинными приводами с обеспечением минимально возможного затенения радиационных поверхностей.

В рассматриваемых П-образной и U-образной конструкциях приборных отсеков также применяется тепловая связь всех трех панелей и теплонагруженных приборов, установленных на них, в единый контур, перераспределяющий внешние и внутренние тепловые нагрузки, для обеспечения комфортных температурных режимов применяемой БА. Указанный принцип объединения в тепловом отношении всех панелей и приборов БА сетью ТТ, реализованных конструктивно, предоставляет возможность, не существующую у прототипа, по компоновке теплонагруженной БА на центральной панели 33 приборного блока МПН и в реализации насущной потребности, необходимой для оптимальной компоновки, в неоднородном распределении суммарной тепловой нагрузки по панелям (необходимой пространственно-временной неоднородности тепловой нагрузки) принципиально присущей большинству КА.

Предлагаемая конструкция эффективно перераспределяет внутренний и внешний тепловой поток, обеспечивая заданную изотермичность по всему объему приборного блока, включая БА, автоматически переходя в режим наиболее эффективного внешнего радиационного теплообмена в космической среде.

В то же время данное решение позволяет даже при минимальном внутреннем тепловыделении полезной нагрузки (отключение полезной нагрузки), в режимах "переохлаждения" и в аварийных ситуациях КА, возникающих при потере ориентации и временном отсутствии электроэнергии в БС, обеспечивать минимально допустимую температуру приборов и узлов БА, используя внешней тепловой поток постоянно воздействующий (избыточно присутствующий) на КА, что в конечном итоге и определяет его живучесть, долговечность и надежность при штатной эксплуатации.

В приборных блоках 3, 6 и 7 типовая сеть

(система) ТТ 25-30 определяется и прокладывается в конструкции с учетом плотности теплового потока от БА, термомеханических характеристик конструкции, конфигурации приборного отсека, пространственно-временного

распределения внешнего и внутреннего теплового потока по конструкции при орбитальной эксплуатации, а также исходя из необходимости обеспечения работоспособности всех ТТ при наземной отработке температурных режимов и температурных деформаций, что обеспечивается прокладкой продольных осей ТТ в параллельных плоскостях для каждого блока. На этапах наземной отработки блоки должны устанавливаться плоскостью, в которой лежат продольные оси ТТ, в горизонтальное положение с требуемой точностью. Для приборного блока ПН 3 это плоскость XOZ, для ИЛБ 6 это плоскость YOZ, для ЭДБ 7 это плоскость XOZ.

Блочно-модульная структура КА типовой конфигурации узлов и блоков позволяет в дальнейшем использовать ее как базовую при разработке перспективных типоразмеров КА различного целевого назначения в габаритах зоны полезного груза, созданных и перспективных средств выведения \odot (3200-4500) мм с соответствующими габаритами приборного контейнера (1900 x 1900 x 2000 x 3500) мм, хладопроизводительностью (3,5-7,5) кВт и (3000 x 3000 x 3000 4500) мм, хладопроизводительностью (8-12) кВт.

Формула изобретения:

1. Космический аппарат блочно-модульного исполнения, выполненный из плоских, П- и V-образной конфигураций блоков и содержащий многоцелевую полезную нагрузку, негерметичный приборный контейнер параллелепипедной формы с расположенными внутри теплонагруженными узлами и приборами бортовой аппаратуры, две противоположные грани которого, ориентированные в околоземном космическом пространстве на "север" и "юг", являются радиаторами с непосредственно установленными на них теплонагруженными приборами, два крыла панелей батареи солнечной, установленных симметрично продольной оси со стороны "северного" и "южного" радиаторов, раскладывающиеся и вращающиеся относительно корпуса, отличающийся тем, что в него введены приборный блок Н-образной конфигурации с двумя дополнительными к "северной" и "южной" радиаторными сотопанелями на противоположных сотопанелях "восток" и "запад", соединенных внешними радиационными обшивками и обшивками приборной сотопанели в единую тепловую сеть транспортными и диодными тепловыми трубами, встроенными в структуру сотопанелей, двигательный блок с плоской сотопанелью, титановыми кронштейнами, узлами и блоками системы коррекции двигательной установки ориентации и стабилизации на базе термодаталитических двигателей с одноконтурным рабочим телом-гидразином и двигательной установки коррекции приведения и удержания на базе стационарных плазменных двигателей с одноконтурным рабочим телом-ксеноном и астроблок с астроплатой и

RU 2092398 C1

оптико-электронными приборами по направлениям осей стабилизации трехосной системы ориентации и стабилизации, взиморасположенных и объединенных, с образованием корпуса в виде параллелепипеда так, что H-образный блок объединен с двигательным блоком системы коррекции и с U-образным блоком, образуя модуль служебных систем, который, в свою очередь, объединен с приборным блоком П-образной конфигурации модуля полезной нагрузки с установленными на центральной панели через ферменно-стержневую конструкцию антенным блоком и астроблоком.

2. Аппарат по п.1, отличающийся тем, что на радиаторных сотопанелях блока H-образной конфигурации установлены раскрывающиеся и компактно складывающиеся механическими приводами по краям или на середине радиаторов теплозащитные шторы, изготовленные из послойно-комбинированного семислойного мата экранно-вакуумной теплоизоляции, скрепленного с многосекционным каркасом из прямоугольных рамок, с электромеханической системой зачеховки и расчеховки.

3. Аппарат по п.1, отличающийся тем, что все тепловые трубы каждого блока расположены в параллельных плоскостях с шагом не более 200 мм в каждой группе.

4. Аппарат по п.1, отличающийся тем, что двигательные установки системы коррекции

скомпонованы и установлены в двигательном блоке, а блоки коррекции, стационарные плазменные двигатели на ксеноне размещены на титановых кронштейнах векторами тяг по направлениям осей стабилизации $\pm Y$ и $\pm Z$, проходящих через фактический центр масс космического аппарата, топливные баки размещены собственными центрами масс в плоскости, перпендикулярной продольной оси ОХ и проходящей через центр масс космического аппарата, а двигательные блоки установки ориентации и стабилизации размещены на кронштейнах векторами тяг двигателей по направлениям трех осей: тангаж, крен, рыскание.

5. Аппарат по п.1, отличающийся тем, что панели солнечных батарей соединены по оси вращения единым поворотным устройством на расстоянии вне пересечения штатного конуса раскрыва реактивной струи двигателей системы коррекции и полей зрения оптико-электронных приборов.

6. Аппарат по п.1, отличающийся тем, что в модуль полезной нагрузки введены две съемные крышки из сотопанелей с закрепленным на внутренней обшивке каждой крышки матом ЭВТИ-2И-15 с внешним слоем из двенадцатимикронной полиэтилентерефталатной пленки с напыленным с двух сторон алюминием, устанавливаемые в сборе в плоскостях, перпендикулярных оси Y.

30

35

40

45

50

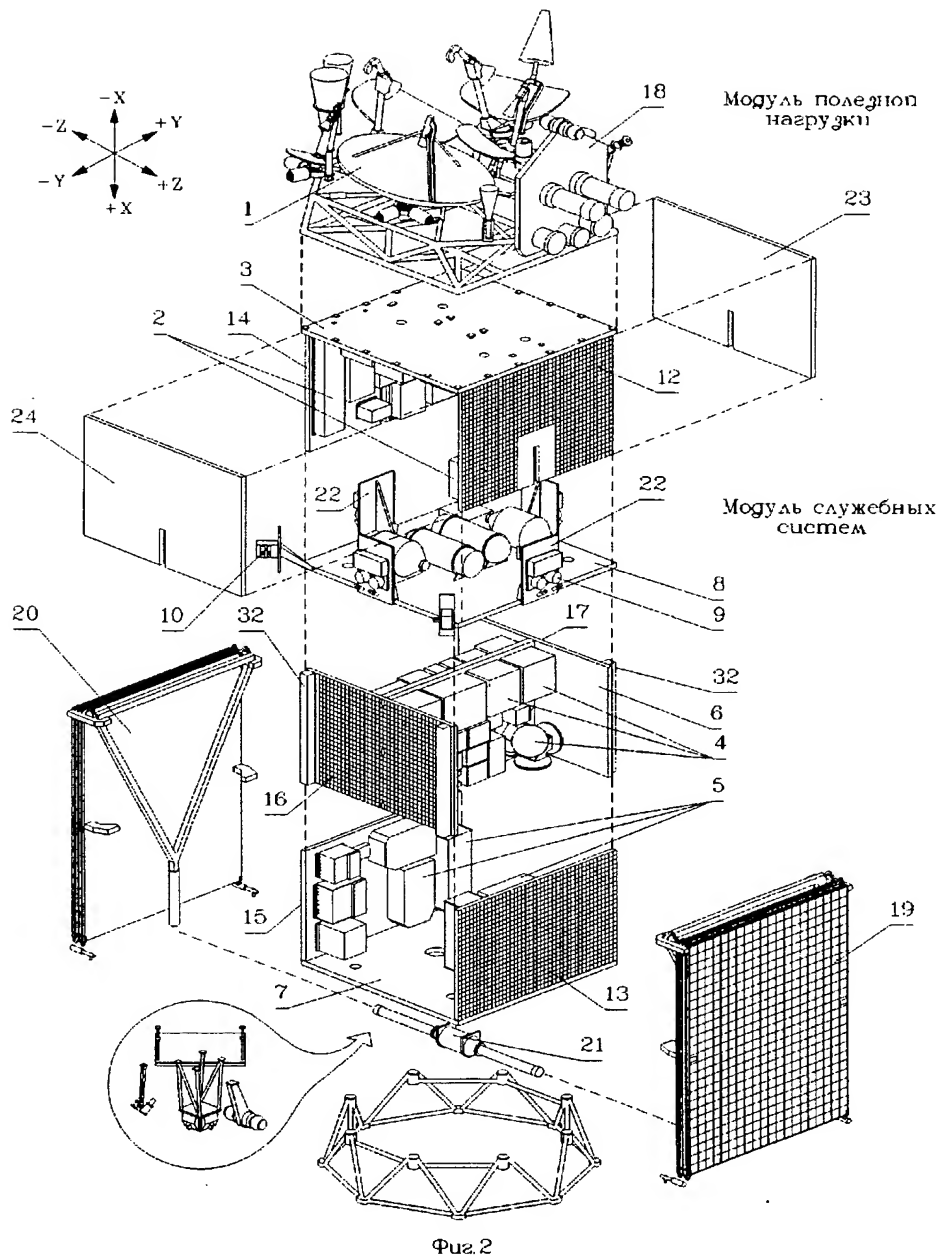
55

60

-7-

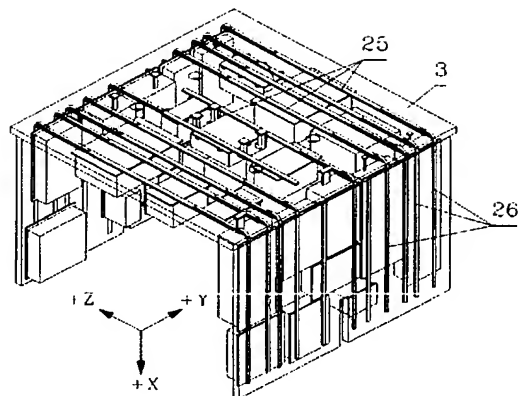
RU 2092398 C1

RU 2092398 C1

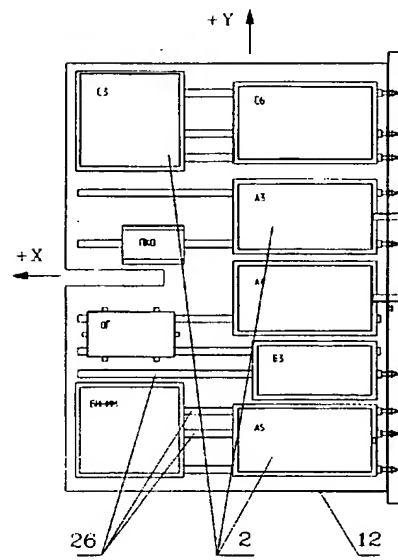


RU 2092398 C1

RU 2092398 C1



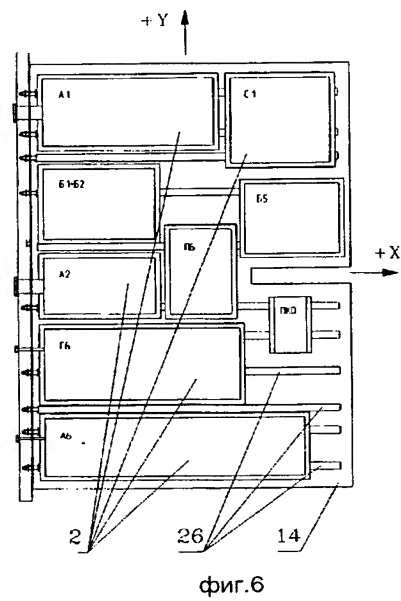
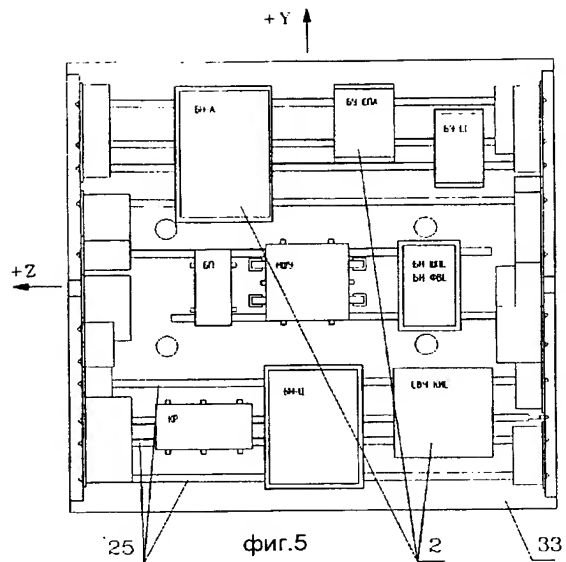
Фиг. 3



фиг. 4

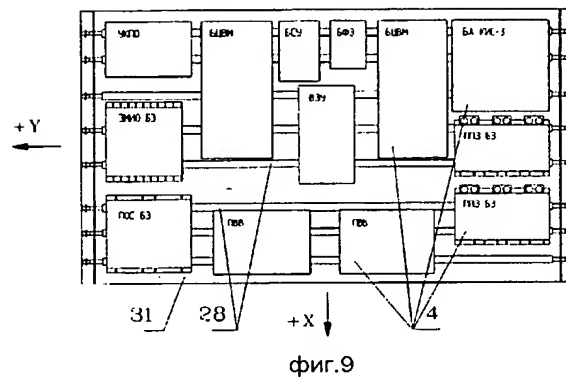
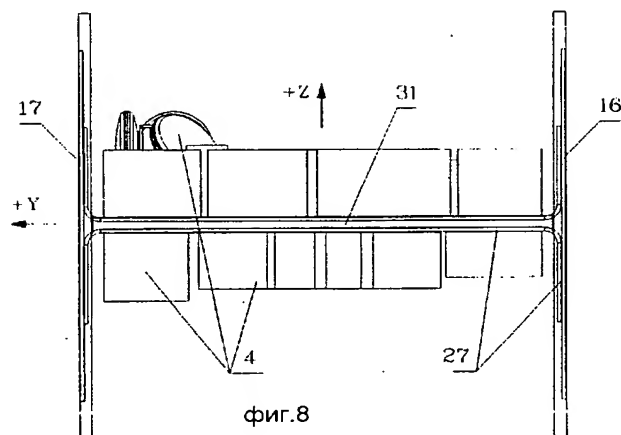
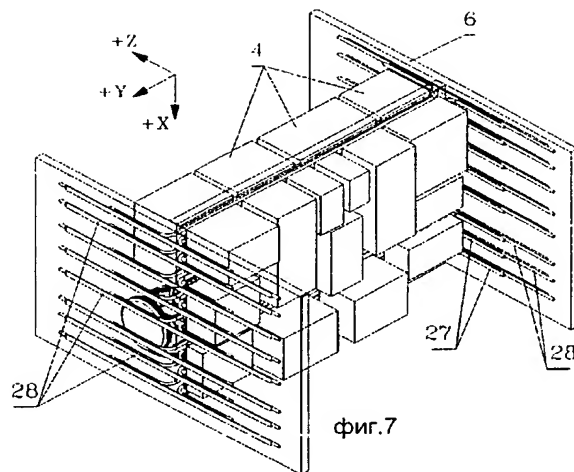
RU 2092398 C1

RU 2092398 C1



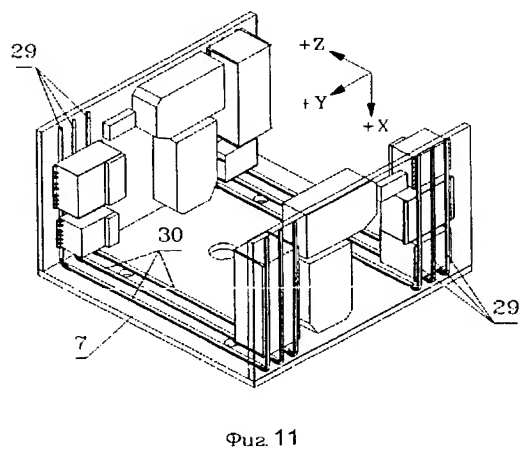
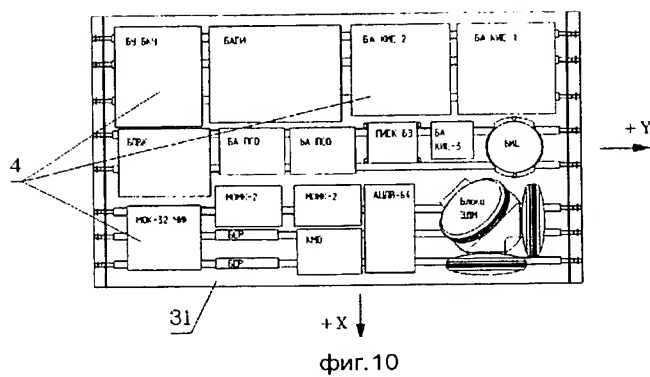
RU 2092398 C1

RU 2092398 C1

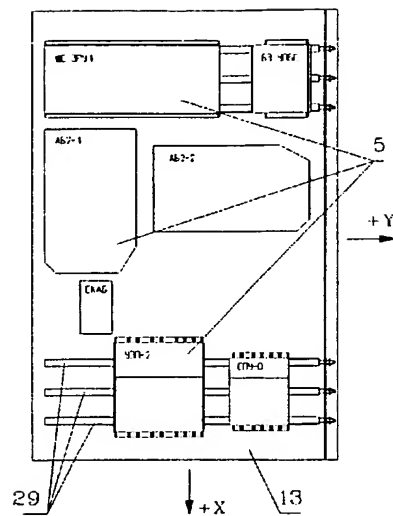


RU 2092398 C1

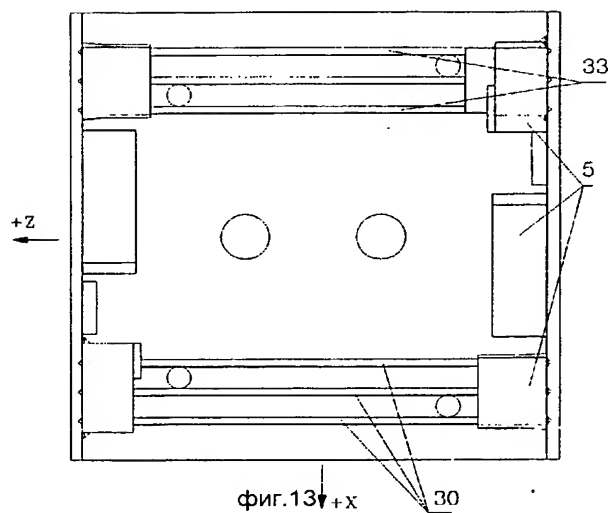
RU 2092398 C1



RU 2092398 C1



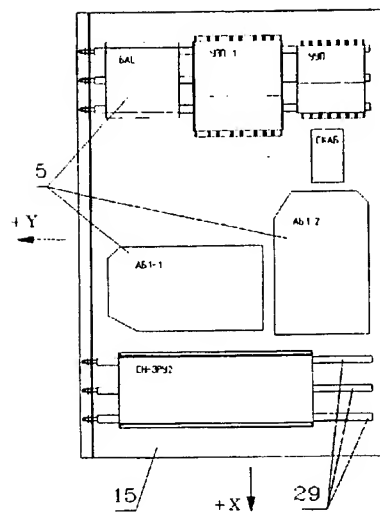
фиг.12



фиг.13

RU 2092398 C1

RU 2092398 C1



фиг. 14

RU 2092398 C1

★APPL=

W02 W06

98-249522/22

★RU 2092398-C1

Cosmic apparatus e.g. geostationary, circular or high elliptical orbit communication satellite - has H-shaped instrumentation unit with two additional north and south radiation cellular panels added to opposite arranged east and west panels

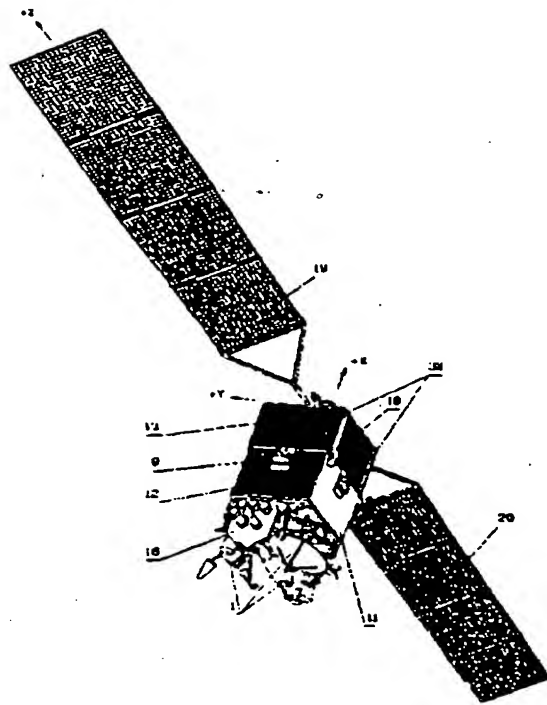
APPL MECH RES PRODN ASSOC 95.10.24 95RU-118042

Q25 (97.10.10) B64G 1/10

The apparatus includes a payload that consists of an aerial unit (1) and instrumentation (2) arranged in an U-shaped instrumentation compartment (3), automation units (4,5), service systems composed in large-size compartments (7) of H and U-shaped configurations. Also included is a large size correction system with four correction units (9) based on xenon powered stationary plasma engines with composition of traction vectors in direction of stabilisation axes $+Y$ and $+Z$ at a mass center of the cosmic apparatus.

The units (3,6-8) are combined together forming the instrumentation container (11) acting as power supply, thermal conducting and protection unit for automation units.

ADVANTAGE - Reduced weight-size parameters, improved construction and technical characteristics. (14pp Dwg.No.2/14)



© 1998 Derwent Information

14 Great Queen Street London WC2B 5DF England UK

Derwent Information

1725 Duke Street Suite 250 Alexandria VA 22314 USA

THIS PAGE BLANK (USPTO)

**This Page is Inserted by IFW Indexing and Scanning
Operations and is not part of the Official Record**

BEST AVAILABLE IMAGES

Defective images within this document are accurate representations of the original documents submitted by the applicant.

Defects in the images include but are not limited to the items checked:

☐ BLACK BORDERS

☐ IMAGE CUT OFF AT TOP, BOTTOM OR SIDES

☒ FADED TEXT OR DRAWING

☐ BLURRED OR ILLEGIBLE TEXT OR DRAWING

☐ SKEWED/SLANTED IMAGES

☐ COLOR OR BLACK AND WHITE PHOTOGRAPHS

☐ GRAY SCALE DOCUMENTS

☐ LINES OR MARKS ON ORIGINAL DOCUMENT

☒ REFERENCE(S) OR EXHIBIT(S) SUBMITTED ARE POOR QUALITY

☐ OTHER: _____

IMAGES ARE BEST AVAILABLE COPY.

As rescanning these documents will not correct the image problems checked, please do not report these problems to the IFW Image Problem Mailbox.

THIS PAGE BLANK (USPTO)